

DAS AURORA-R2 RLV-KONZEPT

A. Kopp

DLR Institut für Raumfahrtssysteme, Linzer Straße 1, 28359 Bremen, Deutschland

Zusammenfassung

Dieses Papier gibt einen Überblick über das Raumtransport-Konzept Aurora-R2, welches seit 2016 im DLR entwickelt wird. Aurora-R2 ist ein Vorschlag für ein geflügeltes, horizontal startendes und landendes wiederverwendbares Raumtransportsystem mit Raketenantrieb. Das Papier beleuchtet die einzelnen Aspekte der Fahrzeugauslegung und begründet die getroffenen Design-Entscheidungen. Der aktuelle Stand des Systemvorentwurfs wird diskutiert, und ein Ausblick auf die kommenden Arbeiten wird gegeben.

1. EINFÜHRUNG

Seit Jahrzehnten werden wiederverwendbare Raumtransportsysteme (Reusable Launch Vehicle – RLV) als Alternative zu den konventionellen Wegwerfraketen (Expendable Launch Vehicle – ELV) vorgeschlagen. Die Logik dahinter ist zunächst einleuchtend: ein ELV kann nur für eine einzige Mission eingesetzt werden; folglich muss für jede Mission ein neuer Träger gefertigt werden, was wiederum den Raumtransport kostenintensiv macht. Über Wiederverwendung eines Trägers könnten nun, so die Überlegung, Raumtransport-Kosten erheblich reduziert werden. Daneben könnten über geeignete RLV-Konzeptauswahl auch andere Schwachpunkte von ELV abgebaut werden, wie etwa geringe Flexibilität und Robustheit.

Die Realität jedoch ist ernüchternd. So war etwa das teilweise wiederverwendbare Space Shuttle nicht in der Lage, Kostenreduzierungen gegenüber ELV nachzuweisen. Dem wird richtigerweise entgegengehalten, dass es sich beim Shuttle um ein außerordentlich komplexes „bemanntes Labor“ handelte, und dieses daher nicht als „typischer“ Stellvertreter für die Kategorie der RLV gesehen werden kann. Doch auch andere RLV-Konzeptvorschläge haben bei realistischer Betrachtung oftmals Schwierigkeiten, signifikante Kostensenkungen gegenüber ELV aufzuzeigen. Dies hat verschiedene Ursachen.

So setzen die meisten RLV Konzepte zunächst nur auf die Wiederverwendung von Erststufe bzw. Boosterstufen. Damit verbleiben Oberstufe sowie Fairing und ggf. Interstage als Verlustkomponenten. Bei der SpaceX Falcon 9 etwa soll die Erststufe rund 75% der Trägerproduktionskosten ausmachen [1]. Die übrigen 25% teilen sich folglich auf Oberstufe und Fairing auf, und sind bei jedem Flug als Verlustkomponenten abzuschreiben. Allein das Fairing soll dabei \$ 6 Millionen kosten [2]. Bei der Ariane 5 wiederum könnten die kombinierten Produktions-Kosten von Oberstufe und Fairing durchaus in der gleichen Größenordnung liegen wie die der EPC Erststufe [3], [4]. Zu den reinen Trägerproduktionskosten kommen noch die Operations-, Infrastruktur- und sonstige Launch-Service Kosten, die einen erheblichen Anteil der gesamten Missionskosten ausmachen [4], [5]. Und diese Kosten werden durch den Umstieg von ELV zu RLV nicht notwendigerweise kleiner. Im Gegenteil, es sind durch Rückführung und Überholung tendenziell höhere Operationskosten als bei ELV zu erwarten. Schließlich ist zu berücksichtigen,

dass ein RLV tendenziell ein niedrigeres Nutzlastverhältnis aufweisen wird als ein ELV vergleichbarer Startmasse, da zusätzliche Komponenten wie etwa Tragflügel, Thermalschutzsysteme, Landesysteme, oder auch Brems-treibstoff mitgeführt werden müssen. So wurden beispielsweise für Falcon 9 im RLV-Betrieb Nutzlastverluste von 35-64% gegenüber dem ELV Einsatz errechnet [6]. Bei Betrachtung der Nutzlastspezifischen Transportkosten (€ pro kg Nutzlast) schneiden RLV-Konzepte daher oftmals kaum besser – oder sogar schlechter ab als vergleichbare ELV. Die Argumentation für RLV wird weiter erschwert durch die erheblichen Unsicherheiten in den Kostenschätzungen, sowie die hohen Entwicklungsrisiken. Es ist daher nachvollziehbar, dass die Geldgeber regelmäßig zurückhaltend sind wenn es um die Finanzierung von RLV-Entwicklungsprogrammen geht.

Ein Weg zur Auflösung dieser Situation ist die Konzeptionierung von RLV-Konfigurationen, welche zum einen das Verlustequipment pro Flug minimieren, und zum anderen vor allem die Operationskosten erheblich reduzieren. Eine Kombination aus diesen beiden Faktoren weist ein hohes Kostensenkungspotential auf. Dabei darf jedoch der Verlust an Nutzlastleistung gegenüber Fahrzeugen die auf Nutzlastmaximierung ausgelegt sind, nicht zu groß werden. Idealerweise sollten solche Konzepte noch weitere wirtschaftliche Vorteile gegenüber ELV aufbieten, wie etwa im Hinblick auf Flexibilität, Verfügbarkeit, und Robustheit. Gleichzeitig müssen die Entwicklungskosten und insbesondere Entwicklungsrisiken soweit wie möglich begrenzt werden.

Das hier vorgeschlagene Konzept Aurora-R2 greift diese Argumentationen auf. Zumindest in Teilen baut die Konfiguration Aurora-R2 dabei auf dem Hopper Konzept auf (BILD 1), welches in der Europäischen FESTIP und später der nationalen ASTRA Studie tiefergehend untersucht wurde.

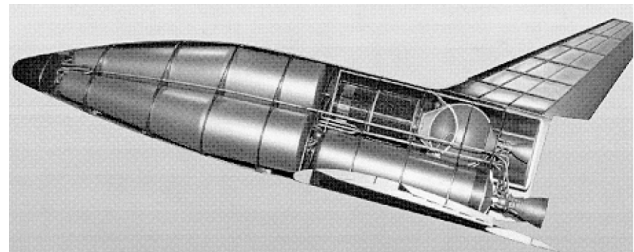


BILD 1. FESTIP Hopper [7]

1.1. Ableitung von Schlüsseigenschaften

Aus den zuvor genannten Problemstellungen wurden die folgenden Schlüsseigenschaften für die Konfiguration Aurora-R2 abgeleitet:

- Die nicht-wiederverwendbaren Komponenten sollen minimiert werden; hierzu ist eine möglichst kleine Oberstufe, und daher eine große Stufungsmachzahl erforderlich; auf nicht-wiederverwendbare Fairings und Interstages soll verzichtet werden;
- Die Operationskosten müssen minimiert werden; dies soll über die Abkehr vom traditionellen Vertikalstart hin zu „flugzeugähnlichen“ Operationen mit horizontalem Start und horizontaler Landung erfolgen;
- Weiterhin wird eine Reduzierung der Operations- und Überholungskosten durch die Verwendung nicht-kryogenen Kerosins/RP-1 (statt LH2, LCH4) als Brennstoff anvisiert; dies kann auch Robustheit und Verfügbarkeit verbessern;
- Zur Minimierung von Entwicklungskosten und Entwicklungsrisiken, sollen weitgehend existierende Technologien verwendet werden; umfangreiche Technologie-Forschungsprogramme (Antriebe, Strukturen etc.) sollen nicht erforderlich sein;
- Zur Minimierung von Entwicklungskosten und Entwicklungsrisiken, sollen weiterhin soweit möglich bereits existierende Komponenten (Raketen-Triebwerke, Oberstufen) verwendet werden;
- Das Konzept soll auf Robustheit, Flexibilität, Verfügbarkeit, Autonomie und Aufwuchspotential hin ausgelegt werden;
- Das Konzept soll auf Low Earth Orbit (LEO) Missionen hin optimiert werden.

2. AURORA-R2 KONZEPTBESCHREIBUNG

Auf Basis der in Abschnitt 1.1 beschriebenen Schlüsseigenschaften wurde im Rahmen der Aurora-Systemstudie die Konfiguration Aurora-R2 entworfen (siehe auch Ref. [9]). Die externe Geometrie des Fahrzeugs ist in BILD 2 dargestellt, die innere Architektur in BILD 3. Für Raumtransport-Konzepte eher unüblich, wurde eine Nurflügler-Konfiguration gewählt. Dies ist dank der hohen Dichte und des nicht-kryogenen Charakters des Kerosin-Brennstoffes möglich. Die gewählte Nurflüglergeometrie ermöglicht hervorragende Gleitzahlen für Auftriebsunterstützten Aufstieg, Rückflug und Überführungsmissionen, reduziert die Wärmelasten beim Wiedereintritt (siehe Kapitel 7), und ist konstruktiv einfacher als eine klassische Flügel-Rumpf Kombination. Der Brennstoff Kerosin wird integral in den Tragflügeln sowie in einem Trim-Tank in der Nase gelagert. Der Oxidator LOX befindet sich in drei parallel angeordneten nicht-integralen Zylindertanks. Durch die günstige spannweite Massenverteilung von Treibstoffen und Subsystemen kann eine Reduzierung der Strukturmasse erzielt werden (siehe Kapitel 8). Allerdings ist das Treibstoffversorgungssystem bei der gewählten Tankarchitektur vergleichsweise aufwendig.

Ein besonderer Design-Aspekt ist die Mitführung von zwei Turbo-Triebwerken (TW). Diese werden für autonome Rückflug- und Überführungsflüge verwendet und werden ausschließlich im Unterschallflug betrieben. Auch beim Start zu einer Transportmission können die Turbo-TW bis ca. Mach 1 mitlaufen, was Gesamtschub und spezifischen Impuls des Fahrzeugs in der ersten Aufstiegsphase leicht erhöht. Der Verlust an Nutzlastmasse reduziert sich dann auf lediglich ca. 3-4% gegenüber einer Konfiguration ohne Turbo-TW. Die Turbo-TW werden aktuell in der Rumpfnase untergebracht, ähnlich wie beim Liquid Fly-Back Booster (LFBB) Konzept [8]. Die Strömungsführung ist noch im Detail auszuarbeiten.

Nutzlast und Oberstufe werden in einer Nutzlastbucht im Rumpfheck mitgeführt. Die Separation erfolgt durch eine Klappe im Fahrzeugheck, ähnlich wie dies für den Hopper vorgesehen war [7].

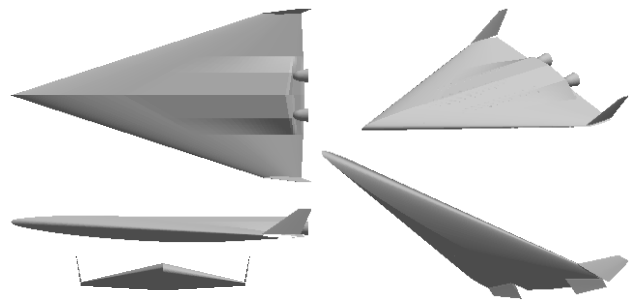


BILD 2. Aurora-R2 externe Geometrie

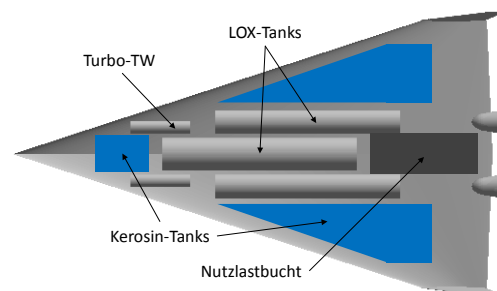


BILD 3. Aurora-R2 interne Architektur (LOX Tankdomes nicht dargestellt)

Die Basis Massen- und Geometriedaten listet TAB 1 auf.

Leermasse Hauptstufe [t]	45.3
Maximale Startmasse Gesamtsystem [t]	454.6
Nutzlast 450 km, 5° Inklination (Kourou) [t]	7.2
Nutzlast 1200 km, 90° Inklination (Kourou) [t]	5.2
Rumpf-Länge [m]	45.0
Spannweite [m]	25.0

TAB 1. Aurora-R2 Massen- und Geometriedaten

2.1. Startmethode

Für die Konfiguration wird ein horizontaler Start vorgesehen. Die Begründungen lassen sich wie folgt zusammenfassen:

- Einfache Bodeninfrastruktur, Ermöglichung „flugzeugähnlicher“ Operation; dies ist insbesondere für die Reduzierung der Operationskosten gegenüber konventionellen Trägern von zentraler Bedeutung;

- Maximierung der Missionsflexibilität, da das Fahrzeug im Prinzip von jeder Startbahn mit genügender Länge aus operieren kann;
- Abbruchfähigkeit über einen Großteil (oder sogar den gesamten) Missionsverlauf dank Gleiteigenschaften des Tragflügels und Turbo-TW;
- Autonomie; schnelle und selbstständige Rückflug- und Überführungsmöglichkeit ohne Abhängigkeit von anderen Transportsystemen, (z. B. Schiff);
- Hohe Robustheit gegenüber Wind und Turbulenzen (dies ist kein prinzipieller Vorteil des Horizontalstarts, findet jedoch bei Aurora Anwendung);
- Im Vergleich zu Vertikalstartern leichtere und preiswertere Raketen-TW, da das Schub zu Gewichtverhältnis kleiner als 1 ausfallen kann;
- Eliminierung eines klassischen Nachteils des Horizontalstarts durch Aurora, namentlich den hohen strukturellen Lasten beim Aufstieg (siehe Kapitel 8).

Die Landung soll ebenfalls horizontal erfolgen, wobei ein konventionelles Flugzeugfahrwerk eingesetzt wird. Dieses Landefahrwerk ist allerdings nicht für den Start zu einer orbitalen Transportmission ausgelegt, da die maximale Startmasse des Fahrzeugs die Landemasse um ein mehrfaches übersteigt. Drei verschiedene Startmethoden werden daher betrachtet:

- Start auf konventionellem Startfahrwerk,
- Start über Rollwagensystem,
- Start über Schienensystem (ähnlich Hopper [7]).

Ein eigenes Startfahrwerk maximiert Flexibilität und Autonomie, und minimiert die benötigte Infrastruktur. Jedoch ist ein solches Fahrwerk sehr schwer und ermöglicht nur begrenzte Startgeschwindigkeiten. Die Folge ist ein erheblicher Verlust an Nutzlastleistung. Starthilfssysteme in Form von Rollwagen oder Schienensystemen umgehen ein schweres Startfahrwerk, und können weiterhin hohe bis sehr hohe Startgeschwindigkeiten ermöglichen. Nachteilig sind jedoch die höheren Infrastrukturkosten und die verringerte Flexibilität. Für Aurora ist vorgesehen, dass prinzipiell alle drei Startmethoden realisiert werden können. Dazu sind die Interfaces an der Fahrzeugunterseite so zu konstruieren, dass das Fahrzeug sowohl auf einem Rollwagensystem, als auch auf einem Schienensystem befestigt werden kann. Das Landefahrwerk wiederum ist derart auszulegen, dass es bei Bedarf durch ein stärker dimensioniertes Startfahrwerk ausgetauscht werden kann. Dieser Ansatz erhöht nicht nur die Flexibilität im praktischen Einsatz, sondern kann auch kritische Pfade in der Fahrzeugentwicklung eliminieren.

Als Baseline-Startmethode wurde ein Rollwagensystem ausgewählt. Dieses kann ausreichend hohe Startgeschwindigkeiten bieten, ist aber gleichzeitig transportabel und kann im Prinzip auf jeder Startbahn von ausreichender Länge eingesetzt werden. Die Startgeschwindigkeit wurde vorläufig auf 140 m/s festgelegt. Rollwagenstartsysteme sind seit Jahrzehnten Stand der Technik, allerdings in der Regel nur für kleinere Luftfahrzeuge. Für große Fahrzeuge kann auf aktuellen Arbeiten aus der Luftfahrt aufgebaut werden, wo Rollwagenstartsysteme für

große Verkehrsflugzeuge entwickelt werden (BILD 4). Daneben wurde am DLR ein Konzept für ein Startfahrwerk speziell für RLV entwickelt, welches sich aktuell im Patentierungsprozess befindet.

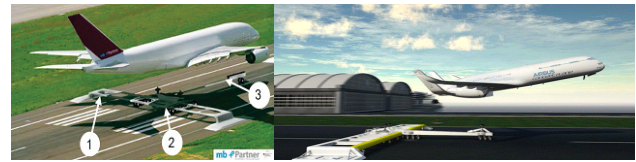


BILD 4. Konzept für ein Bodenfahrwerk für Passagierflugzeuge [10] (links), [11], [12] (rechts)

2.2. Missionsprofil

Ein typisches Missionsprofil für eine Standardmission ist in BILD 5 gezeigt. Das Fahrzeug startet von einem geeigneten Startort, z. B. Kourou, und wird ca. 360 s nach Start Oberstufe und Nutzlast separieren. Anschließend führt das Fahrzeug den Wiedereintritt durch und landet an einem geeigneten Landeort mit einer Landebahn ausreichender Länge. Vor Ort wird das Fahrzeug so zügig wie möglich mit Kerosin für den Turbinen-getriebenen Rückflug betankt. Die maximale Startmasse beträgt dann rund 100 t. Das Fahrwerk ist dabei so zu dimensionieren, dass es für einen Start mit dieser Masse geeignet ist ohne dass auf eine Starthilfssystem zurückgegriffen werden müsste. Der Rückflug mit Turbo-TW erfolgt bei Mach 0.8. Im Idealfall landet das Fahrzeug dann ca. 5-7 h nach dem Missionsbeginn wieder in Kourou. Eine ausführlichere Diskussion von Referenzmissionen folgt in Kapitel 10.

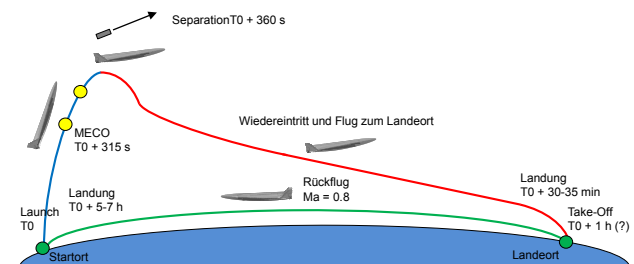


BILD 5. Aurora-R2 typisches Missionsprofil

Missionsabbrüche mit sicherer Rückführung der Nutzlast sind dank der hohen Gleitzahl und der Mitführung von Turbo-TW möglich. Kritisch sind dabei allerdings die Phase unmittelbar nach dem Start, sowie der Zeitraum unmittelbar vor Oberstufen/Nutzlastseparation. Für diese beiden Phasen müssen noch tiefergehende Untersuchungen durchgeführt werden.

3. OBERSTUFE UND NUTZLASTINTGERATION

Für die Integration von Oberstufe und Nutzlast stehen zwei Optionen zur Verfügung (BILD 6). Die Baseline-Option sieht die Unterbringung in der Nutzlastbucht am Rumpfheck vor. Die Nutzlast wird dann nach hinten aus einer Klappe aus der Nutzlastbucht herausgelassen (Prinzip Hopper [7]). Alternativ können Nutzlasten untergehängt werden, ähnlich wie die Unterhängung von Außenlasten bei Militärflugzeugen. Diese Option eignet sich für Missionen mit geringerer Anforderung an die Nutzlastleistung, sowie insbesondere für Missionen bei denen mehrere Nutzlasten in verschiedene Zielorbits transportiert werden sollen.

In beiden Fällen ergibt sich der bedeutende Vorteil, dass verschiedene Typen von existierenden Oberstufen mitgeführt werden können, da die Oberstufe kein integraler Bestandteil der Trägerstruktur ist. Ebenso ist die Integration von Oberstufe und Nutzlast am Boden vergleichsweise einfach, und für die Stufenseparation wird keine Pyrotechnik benötigt. Die Baseline-Option weist weiterhin den wirtschaftlich sehr wichtigen Vorteil auf, dass keine Fairings oder Interstages abgeworfen werden müssen.

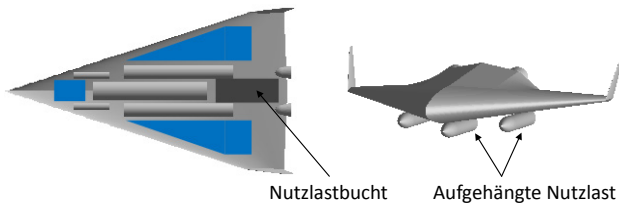


BILD 6. Unterbringung von Nutzlast und Oberstufe; interne Nutzlastbucht (links), aufgehängt als externe Nutzlast (rechts)

Ein Nachteil der Baseline-Option ist allerdings, dass zur Separation entweder die Hauptstufe um ca. 180° gedreht werden muss, oder aber die Oberstufe nach Separation ein Dreh- oder Seitwärtsmanöver durchführt. Hier hat allerdings SpaceX sehr eindrucksvoll demonstriert, dass die Rotation von Erststufen um nahezu 180° innerhalb nur weniger Sekunden unproblematisch ist.

3.1. Baseline Oberstufe

Für die Referenzmission wurde die Blok I Stufe der Sojus 2 ausgewählt. Die Kenndaten sind in TAB 2 gelistet. Allerdings wird für die Referenzmission nur etwa die halbe Treibstoffzuladung benötigt. Es wird daher hier eine verkürzte Version der Oberstufe angenommen. Bei einer Treibstoffzuladung von 11.9 t wird die Leermasse der verkürzten Stufe mit 2000 kg angenommen (einschließlich Treibstoff Residuals & Reserven). Der spezifische Impuls wird leicht reduziert angenommen, da für die Referenzmission nicht der volle Schub der TW benötigt wird.

Länge [m]	6.70
Durchmesser [m]	2.66
Startgewicht [kg]	27555
Leermasse [kg]	2255
Triebwerk	RD-0124 (LOX/Kerosin)
Vakuumschub [kN]	294
Vakuum Isp [s]	359

TAB 2. Kenndaten Sojus Blok I Stufe [13]

4. MASSENMODELL

Das Massenmodell setzt sich aus den Ergebnissen von analytischen oder numerischen Rechnen-Modellen und empirisch/statistischen Verfahren zusammen. Die Massen von Primär-Rumpfstruktur und Thermalschutzsystem (TPS) wurden mit den in Kapitel 7 und 8 beschriebenen Verfahren berechnet. Die Massen der zu verwendenden Raketen- und Turbo-TW sind aus der Literatur bekannt (siehe Kapitel 6). Subsystem-Massen wurden weitgehend mit empirisch/statistischen Verfahren ermittelt, oder es wurden Daten vom FESTIP Hopper nach Ref. [14] übernommen bzw. skaliert. Alle Struktur-, Subsystem- und Thermalschutzmassen wurden weiterhin mit einer Margin von 14% beaufschlagt, die Antriebssysteme mit 12%. Eine Übersicht des Massenmodells ist in TAB 3 gezeigt.

Posten	Masse [kg]
Struktur	20757
Subsysteme	4425
Antrieb	12401
Thermalschutz & Kryoisolierung	8610
Aufstiegstreibstoff	385305
Sonstige Treibstoffe	4100
Oberstufe und Nutzlast	19003
Startmasse	454601

TAB 3. Aurora-R2 Massenmodell

5. AERODYNAMISCHE MODELLE

Die Aerodynamik für den Unterschall- und Überschallbereich wird derzeit mit vereinfachten Tools, basierend auf Handbuchmethoden gerechnet. BILD 7 zeigt die berechneten Gleitzahlen für den Unterschall- und Überschallbereich. Im Hinblick auf die Nurflügel-Geometrie mit hoher aerodynamischer Effizienz, sind die Gleitzahlen im Vergleich zu bekannten Luftfahrzeugen mindestens realistisch, möglicherweise sogar konservativ.

Die gezeigten Koeffizienten spiegeln eine ungetrimmte Aerodynamik wieder. Während des Aufstiegs zu einer Transportmission kann mit dem Schubwinkel der Haupttriebwerke getrimmt werden, aerodynamische Klappen-ausschläge wären nur zur Kompensation starker Böen notwendig. Beim Unterschall-Reichweitenflug wiederum ermöglicht die differenzielle Entleerung der Kerosin Flügel- und Nasentanks eine Anpassung der Schwerpunktslage an die Druckpunktlage für den größten Teil des Fluges (ähnlich Concorde [15]).

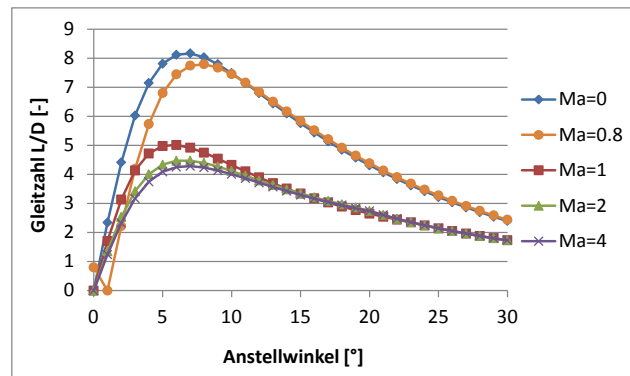


BILD 7. Ungetrimmte Gleitzahlen für Unterschall und Überschall für ausgewählte Machzahlen

Die Hyperschallaerodynamik wird mit einem Inklinations-basierten Code erfasst. Hierüber werden auch Druckverteilungen für die Strukturanalyse sowie Thermallasten für die TPS-Dimensionierung generiert (Kapitel 7 und 8). BILD 8 zeigt die ungetrimmten Gleitzahlen für den Hyperschallbereich. Anders als beim Aufstieg, muss beim Wiedereintritt aerodynamisch getrimmt werden. Hierzu werden die Flügelklappen an der Flügelhinterkante genutzt (siehe rechte untere Abbildung in BILD 2). Die in der Trajektorien-simulation tatsächlich verwendeten Gleitzahlen hängen dann vom jeweiligen Klappenwinkel ab, und sind z. T. deutlich niedriger als die in BILD 8 gezeigten.

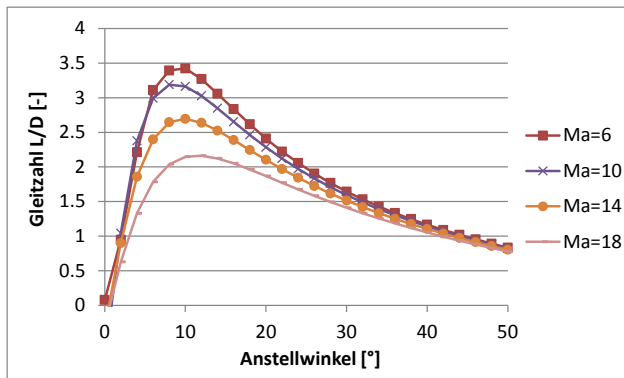


BILD 8. Ungetrimmte Gleitzahlen für den Hyperschall für ausgewählte Machzahlen

6. TRIEBWERKSMODELLE

Für die Bereitstellung des Raketenschubs sind vorläufig zwei Triebwerke der russischen RD-191/193 Serie vorgesehen [16]-[18]. Die spezifischen Impulse werden mit 311 s (Boden) und 337.5 s (Vakuum) modelliert, bei einem maximalen Vakuumschub von 2085 kN. Die Masse wird (für RD-193) mit zunächst 2000 kg angenommen, dies ist allerdings noch gegen zu prüfen. Diese TW sind aktuell nicht explizit auf Wiederverwendbarkeit hin ausgelegt, eine wiederverwendbare Variante befindet sich jedoch in der Entwicklung [17]. Dabei war das Vorgänger-TW RD-170 bereits für 10-fache Wiederverwendung zertifiziert, und wurde auf dem Prüfstand bis zu 20-mal ohne Demontage gezündet [17]. Neben den russischen TW stehen Leistungsstarke LOX/Kerosin-TW auch in den USA, Indien oder China zur Verfügung, oder werden dort aktuell entwickelt. Für den Turbinen-getriebenen Flug sind zwei Pratt & Whitney F-135-100 Triebwerke vorgesehen, die für das Kampfflugzeug F-35 entwickelt wurden [19]. Der Maximalschub beträgt 191.3 kN mit Nachbrenner bzw. 128.1 kN ohne Nachbrenner, das Triebwerksgewicht 1701 kg. Die Verbrauchsdaten wurden zunächst vom Eurojet EJ-200 verwendet, da in der Literatur keine Daten für das F-135 gefunden werden konnten. Die Auswahl nicht-Europäischer Triebwerke sowohl für Raketen- als auch für Turbo-TW kann kritisiert werden, basiert aber vor allem auf wirtschaftlichen Gesichtspunkten. So ist die Entwicklung großer Kerosin Raketen-TW in Europa derzeit nicht geplant, und würde wenigstens 3-stellige Millionenbeträge kosten. Auf der Turbo-TW Seite hingegen ständen beispielsweise mit EJ-200 oder M-88 zwar geeignete Europäische TW zur Verfügung. Allerdings würden von diesen TW 4-5 Exemplare für Aurora benötigt, statt nur 2 F-135. Eine Lösung mit wenigen großen TW ist im Hinblick auf Wartung, Instandsetzung und Ausfallwahrscheinlichkeit aber einer Lösung mit vielen kleinen TW vorzuziehen [20]. So finden sich bekanntlich bei modernen Verkehrsflugzeugen fast nur noch Konfigurationen mit 2 Triebwerken. Da diese Relationen sicher auch für Raketen-TW gelten, ist die Ausstattung der SpaceX Falcon 9 Erststufe mit 9 Triebwerken wirtschaftlich durchaus kritisch zu sehen. Bei Letzterer ist allerdings die Nutzung eines einheitlichen TW-Typs für Erststufe und Oberstufe wiederum ein relativer wirtschaftlicher Vorteil.

7. THERMALLASTEN UND THERMALSCHUTZ

Die thermischen Lasten über der Fahrzeugoberfläche werden mit Hilfe von „Flate-Plate“ Methoden ermittelt,

wobei adiabates Strahlungsgleichgewicht angenommen wird. Die Wärmespeicherkapazität der Fahrzeugstruktur wird dabei vernachlässigt. Wesentlich für die Größenordnung der thermischen Lasten ist der Grenzschichtzustand. Die konservative Annahme vollständig turbulenter Grenzschichten würde dabei Oberflächentemperaturen und TPS-Masse deutlich überschätzen. Es wird daher hier eine Umschlags-Reynoldszahl von 10^6 angenommen. Vergleiche mit Literaturdaten deuten an, dass dies eine immer noch konservative Annahme ist (vergleiche z. B. Ref. [21]-[22]). Die sich ergebenden maximalen Oberflächentemperaturen sind in BILD 9 gezeigt. Es zeigt sich, dass die Wärmelasten vergleichsweise moderat sind. Dies ist mit dem günstigen ballistischen Koeffizienten der Nurfügler-Konfiguration zu begründen, die ein wärme-günstiges Abbremsen in großen Höhen ermöglicht. So ist etwa gegenüber dem FESTIP-Hopper die Wiedereintrittsbahn zu deutlich größeren Höhen verschoben. Die maximalen Energiestromdichten ($\rho/2 \cdot v^3$, $[\text{W}/\text{m}^2]$) erreichen bei Aurora daher nur 46% des Maximalwerts des Hoppers nach Ref. [14]. Allerdings kann der Hopper von einem größeren Nasenradius profitieren.

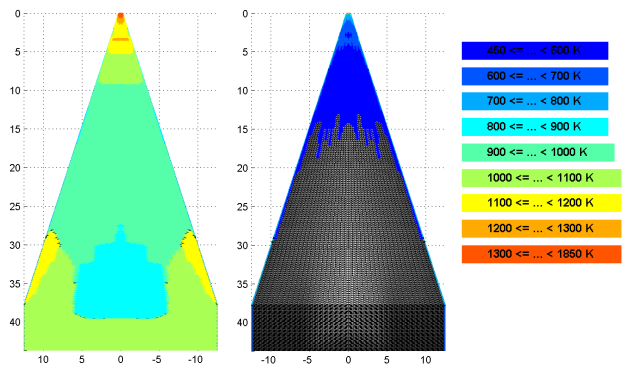


BILD 9. Maximale Oberflächentemperaturen; Oberseite (links), Unterseite (rechts)

Die Dimensionierung des Thermalschutzsystems erfolgt auf Basis der integralen Wärmelasten entlang der Trajektorie. Die thermischen Lasten während des Aufstiegs sind dabei zwar klein gegenüber den Wiedereintrittslasten, können aber nicht vernachlässigt werden. Es werden insgesamt 9 TPS-Bereiche definiert, und für jeden Bereich wird individuell ein TPS-Konzept ausgewählt und eine Isolierungsdicke bestimmt. Dabei werden weitgehend metallische TPS eingesetzt. Diese sind zwar mutmaßlich schwerer als etwa keramische TPS oder externe Isolierungen, weisen aber Vorteile im Hinblick auf Robustheit, Wetterfestigkeit und Wartungsaufwand auf [23], [24]. Dies wiederum ist für die Wirtschaftlichkeit des Fahrzeugs von großer Bedeutung. Die TPS-Konzepte und Materialdaten wurden Ref. [23] entnommen, welche detaillierte Material- und Bauweisendaten für zahlreiche TPS-Konzepte zur Verfügung stellt. Dabei wird ein Titan basiertes TPS (Ti/HC) für Oberflächentemperaturen bis 900 K eingesetzt. Von 900 bis 1200 K wird ein Inconel basiertes TPS verwendet (SA/HC2). Lediglich bei Temperaturen über 1200 K wird CMC (Ceramic Matrix Composite) eingesetzt. Letzteres ist nur im Nasenbereich für eine Fläche von ca. 2.3 m^2 erforderlich. Die sich ergebende Gesamtmasse beträgt 6758 kg, bzw. 7704 kg mit Margin. Es muss allerdings darauf hingewiesen werden, dass die verwendeten Modelle zur Ermittlung der aero-thermischen Lasten eine begrenzte Genauigkeit aufweisen. Für genauere Vorhersagen sind CFD-Analysen vorgesehen.

In weiteren Arbeiten ist auch die Untersuchung von in Europa entwickelten leistungsfähigen metallischen TPS auf β -Titan oder ODS (Oxide Dispersion Strengthened) Basis interessant [25], [26]. Gegenüber dem aktuellen TPS-Design wären dann weitere Massensenkungen möglich.

8. STRUKTURAUSLEGUNG

Die Strukturarchitektur setzt sich aus einer Rippen/Holm/Haut-Konstruktion zusammen. Alle Bauteile sind dabei als Honigwaben-Sandwich mit CFK-Deckschicht und Aluminium-Kern ausgeführt (CFK - Kohlefaserverstärkter Kunststoff). Zur Gewichtsreduzierung wird auf Thin-Ply CFK gesetzt, was besonders bei dünnen Sandwich Facesheets Masseneinsparungen gegenüber konventionellen CFK ermöglichen kann [9], [27]. Das ausgewählte Material ist eine IM7/APC-2 (PEEK) Kombination, die maximalen Operationstemperaturen werden mit 400-450 K angenommen. Diese müssen durch das TPS sichergestellt werden.

Für Strukturanalyse und Voro-Optimierung werden ANSYS-basierte parametrische FE-Modelle eingesetzt. Das FE Geometrie-Modell ist in BILD 10 zu sehen. Die Aussparungen in den Flügel-Holmen für LOX-Tanks und Nutzlastbucht sind erkennbar. Die Geometrie des Rumpfhecks wird derzeit allerdings nur approximativ abgebildet (siehe linkes Bild). Die Sandwich Deckschichten werden auf Festigkeit (Tsai-Wu) und lokale Stabilitäts/Beulkriterien dimensioniert. Die Sandwich Kernhöhen werden über Dimensionierung gegen Panel-Beulen ermittelt. Es werden insgesamt 4 Lastfälle betrachtet. Aufgrund der Unsicherheiten in der Voranalyse und der begrenzten Anzahl von betrachteten Lastfällen, werden in der Strukturanalyse deutlich höhere Lasten angenommen als in der Trajektorien-Simulation tatsächlich auftreten. Weiterhin werden diese Lasten mit einem Sicherheitsfaktor von 1.5 beaufschlagt. Die auf dieser Basis berechneten Strukturmassen werden schließlich mit einem „Non-Optimum“ Faktor von 1.45 multipliziert. Dieser Faktor berücksichtigt pauschal die Zusatzmassen durch Verbindungselemente, Sekundärstrukturen, Fertigungstoleranzen etc., die in der idealisierten Strukturoptimierung nicht berücksichtigt werden können.

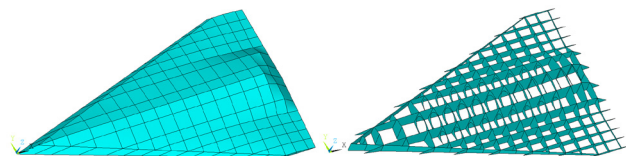


BILD 10. ANSYS Geometrie-Modell

Die Strukturmasse wurde zu 12427 kg errechnet. Unter Berücksichtigung der 14% Margin ergibt sich eine Masse von 14167 kg. Diese Masse umfasst allerdings nur den eigentlichen Primärrumpf. Andere Strukturkomponenten wie die Finnen/Winglets, LOX-Tanks, Schubgerüste etc. werden mit Hilfe empirischer/statistischer Verfahren oder Handbuch-Methoden abgeschätzt. BILD 11 und BILD 12 zeigen die berechneten Sandwich Deckschicht-Wandstärken und Kernhöhen. Ein Großteil der Bauteile wird auf minimale Wandstärke bzw. Laminat-Symmetrie-Bedingungen hin dimensioniert wurde. Hier kann die Thin-Ply CFK Technologie besonders zu Masseneinsparungen beitragen.

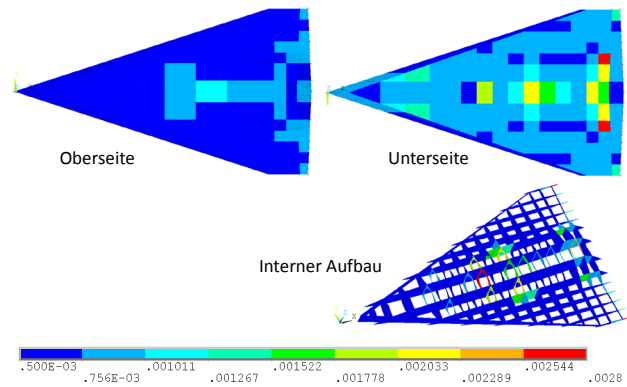


BILD 11. Optimierte Deckschicht-Wandstärken in [m] (bezogen auf eine Deckschicht)

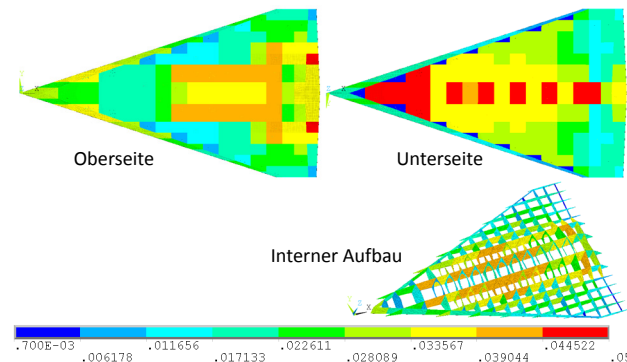


BILD 12. Optimierte Kern-Höhen in [m]

9. MASSENMINIMIERUNG

Aurora-R2 zeichnet sich durch ein sehr niedriges Leermassenverhältnis aus (siehe TAB 1), welches niedriger ist als bei den meisten anderen RLV-Konzepten. Es soll daher hier in einem separaten Kapitel nochmals begründet werden, warum eine solch niedrige Leermasse für das Konzept keineswegs unrealistisch ist.

9.1. LOX-Kerosin Stufe

Zahlreiche RLV-Konzepte basieren auf Wasserstoff-Technologie, Aurora hingegen verwendet Kerosin als Brennstoff. Aufgrund der hohen Dichte von Kerosin und des nicht-kryogenen Charakters können Kerosin-Träger jedoch leichter gebaut werden als LH2 Träger mit vergleichbarer Treibstoffmasse. Im Rahmen der DLR META-Studie wurden systematisch die Strukturindizes (Leermasse ohne TW geteilt durch Treibstoffmasse) gebauter LH2 und RP-1 Trägern gesammelt, und hieraus statistische Trendkurven abgeleitet [28]. Diese zeigen, dass der Strukturindex einer LOX/RP-1 Stufe statistisch, je nach Treibstoffzuladung, um ca. 35-50% niedriger ist als derjenige einer LOX/LH2 Stufe mit identischer Treibstoffzuladung. Für die Zuladung der Aurora Hauptstufe würde sich nach diesen Trendkurven ein rund 39% niedrigerer Strukturindex als bei einer vergleichbaren Wasserstoffstufe ergeben.

9.2. Nurflügler-Design

Aurora ist gezielt als Nurflügler bzw. Blended-Wing-Body Design ausgeführt, bei welchem die internen Massen inklusive Treibstoffe derart positioniert sind, dass sich

Auftriebskräfte F_A und Massenkräfte F_G teilweise ausbalancieren können. Auf diese Weise können die Biegemomente in der Struktur erheblich reduziert werden, und damit auch die erforderliche Strukturmasse. BILD 13 soll dies schematisch verdeutlichen. Das linke Beispiel stellt den Fall konventioneller Auslegung dar. Die Masse ist im Wesentlichen im Rumpf konzentriert. Die Biegemomente sind groß. Im rechten Beispiel sind die Massen spannweitig so verteilt, dass sich Masse und Auftrieb lokal teilweise ausbalancieren können. Die Biegemomente sind klein.

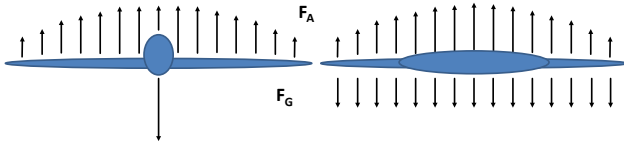


BILD 13. Ausbalancieren von Auftriebskräften und Trägheitskräften

Dieses Prinzip ist in der Luftfahrt seit langem bekannt und wird für Auslegung von unterschiedlichsten Blended-Wing-Body (BWB), Flying-Wing oder Spanloader Konzepten eingesetzt. Dabei können nicht nur Strukturmassen reduziert, sondern auch die aerodynamische Effizienz verbessert werden. In Ref. [29] werden exemplarisch zwei solcher Konzepte diskutiert. Bei diesen Beispielen werden gegenüber Flugzeugen konventioneller Auslegung Abflugmassen um 15-30% und der Treibstoffverbrauch um 25% reduziert, während die Gleitzahlen um 20% gesteigert werden.

9.3. Thin-Ply CFK-Sandwich Struktur

Eine CFK-Sandwich-Struktur gehört zu den leichtesten Strukturkonzepten in der Luft- und Raumfahrt. Aus diesem Grund wurde CFK-Sandwich als Strukturkonzept beispielsweise für X-34 und X-37 eingesetzt [30], [31] (BILD 14). Das Masseneinsparpotential ist erheblich. So wurde für X-34 eine um rund 30% leichtere Strukturmasse als bei einem Aluminium-Design erzielt [30]. Die NASA wiederum erhofft durch die Verwendung von CFK-Sandwich Tankstrukturen sogar Masseneinsparungen von 30-40% gegenüber der neuesten Aluminium-Lithium Technologie [32]. Es sei angemerkt, dass in der Raumfahrt CFK zu höheren Masseneinsparungen führen kann als in der Luftfahrt. In der Luftfahrt wird das Masseneinsparpotential zu einem erheblichen Teil durch höhere Sicherheitsfaktoren, Einflechten von Kupferdrähten zum Blitzschutz, usw. aufgezehrt [33]. In der unbemannten Raumfahrt sind solche Anforderungen oft weniger kritisch.



BILD 14. X-34 (links), X-37 (rechts) [Wikipedia]

Allerdings muss darauf hingewiesen werden, dass ein nicht-integrales Tankdesign, wie für die Aurora LOX-Tanks vorgesehen, einen relativen Massennachteil durch die Separierung von Tanks und Primärstruktur gegenüber einem integralen Design aufweisen kann. Durch die Verwendung von CFK-Sandwich für die Primärstruktur kann

Aurora diesen Massennachteil zu einem großen Teil oder gar vollständig ausgleichen.

Die Performance der CFK-Struktur wird bei Aurora zusätzlich durch die Nutzung von Thin-Ply Technologie verbessert werden. Thin-Ply kann durch verschiedene Effekte eine Reduzierung der Strukturmasse erzielen (vergleiche z. B. Ref. [34], [35]). Bisher wurde hier nur die bessere Materialausnutzung berücksichtigt. Da Aurora in den Sandwich-Facesheets im Mittel sehr niedrige Spannungen aufweist, werden viele Bauteile auf minimale Wandstärke bzw. quasi-isotrope Laminat-Symmetrie Bedingungen hin dimensioniert. Hier kann Thin-Ply CFK zu erheblichen Masseneinsparungen führen. Arbeiten für verschiedene Aurora-Konfigurationsentwürfe deuten an, dass allein die bessere Materialausnutzung zu Strukturmasseneinsparungen von 10-20% gegenüber konventionellem CFK führen kann [9], [27]. Auch im praktischen Einsatz in der Luftfahrt hat die Thin-Ply Technologie bei ersten Anwendungen bereits erhebliche Masseneinsparpotentiale demonstriert. Beispiele sind das Shark Leichtflugzeug oder das Solar Impulse 2 Rekordflugzeug [36], [37].

9.4. Günstiger Ballistischer Koeffizient

Die Nurflügler-Konfiguration ermöglicht Aurora einen günstigen Ballistischen Koeffizienten beim Wiedereintritt. Dadurch kann die Wiedereintrittsflughöhe im Vergleich zu anderen Konfigurationen zu größeren Flughöhen verlegt werden (vergleiche Kapitel 7). Auf diese Weise können die Wärmestrommaxima und damit die maximalen Oberflächentemperaturen reduziert werden, was wiederum die TPS-Masse gegenüber anderen Konfigurationen reduzieren kann.

9.5. Niedrige Raketen-TW Massen

Im Bereich der Raketentriebwerke kann Aurora ebenfalls Massen-Vorteile aufbieten. Typische RLV-Konzepte verwenden LOX/LH2-Triebwerke. LOX/Kerosin-Triebwerke ermöglichen jedoch tendenziell ein höheres Schub-Gewichtsverhältnis als LOX/LH2-Triebwerke, und bei gegebenem Gesamtschub, damit niedrigere TW-Massen. Der Unterschied im Schub-Gewichtsverhältnis hängt von der Anwendung (Unterstufe/Oberstufe) und dem Triebwerkszyklus ab. Dabei kann das Schub-Gewichtsverhältnis von Kerosin-TW durchaus >50% höher sein als das von vergleichbaren Wasserstoff-TW [38] (vergleiche auch Daten für Raketen-TW unter Ref. [39]).

Eine zusätzliche Reduzierung der TW-Masse kann durch den Horizontalstart erzielt werden. Vertikal startende Träger haben typischerweise ein Gesamtfahrzeug Schub-Gewichtsverhältnis von 1.3-1.5. Aurora-R2 hingegen operiert beim Start mit einem Schub-Gewichtsverhältnis von 0.86 (bzw. 0.94 wenn der Schub der Turbo-TW hinzugezählt wird). Daher kann der benötigte Raketen-TW Schub, und damit die erforderliche Raketen-TW-Masse, deutlich niedriger ausfallen.

10. FLUGSIMULATION

Aurora ist prinzipiell in der Lage von jedem Startort mit ausreichender Startbahnlänge zu operieren. Erste Abschätzungen der Startleistung führen dabei auf eine benötigte Beschleunigungsstrecke von ca. 1600 m bei einer

Abhebegeschwindigkeit von 140 m/s. Die tatsächliche Startbahnlänge muss allerdings höher sein, um ein sicheres Abbremsen des Rollwagens nach Abschluss des Startvorgangs (oder auch im Falle eines Startabbruchs) zu ermöglichen. Bei bisherigen Simulationen wurde Kourou als Startort ausgewählt. Dabei wurden zunächst zwei Referenzmissionen betrachtet:

- Nutzlast in 1200 km Kreisorbit bei 90° Inklination,
- Nutzlast in 450 km Kreisorbit bei 5° Inklination.

Für die polare Mission wurde eine Nutzlast von mindestens 5150 kg errechnet. Die äquatoriale Mission erreicht eine Nutzlast von wenigstens 7197 kg. Aktuelle Arbeiten zur Trajektorienoptimierungen im DLR deuten darauf hin, dass durchaus noch höhere Nutzlasten möglich sind [6]. Auch ist die verwendete modifizierte Sojus-Oberstufe (siehe Abschnitt 3.1) nicht optimal für die Zielmission. Eine speziell für diese Mission zu entwickelnde Oberstufe würde mutmaßlich höhere Nutzlasten ermöglichen.

10.1. Polare Referenzmission

Exemplarisch soll hier die polare Referenzmission diskutiert werden. BILD 15 und BILD 16 zeigen das Missionsprofil für Aufstieg und Wiedereintritt der Hauptstufe (die Trajektorie der Oberstufe ist nicht gezeigt). Hauptstufen-MECO (Main Engine Cut-Off) findet bei einer Flughöhe von 93.5 km und einer Relativgeschwindigkeit von 5.1 km/s statt. Die anschließende ballistische Flugbahn gipfelt bei einer maximalen Flughöhe von 141.2 km. Beim Wiedereintritt werden kurzzeitig Anstellwinkel (AoA) von bis zu 55° geflogen. Der maximale Staudruck beim Aufstieg beträgt 51.6 kPa. Die n_x Beschleunigung erreicht beim Aufstieg bis 4.7 g_0 , wobei der Raketenschub kurzzeitig gedrosselt wird um n_x zu limitieren. Die Normalbeschleunigung n_z erreicht unmittelbar nach dem Start rund 1.6 g_0 . Beim Wiedereintritt werden 4.2 g_0 erreicht. In beiden Fällen sind jedoch die Strukturbelastungen begrenzt, da das günstige Ausbalancieren von Auftriebs- und Trägheitskräften zu niedrigen Biegemomenten in der Struktur führt (siehe Kapitel 8 und Abschnitt 9.2).

BILD 17 zeigt die Bodenspur für den Wiedereintritt mit Landeort Bermuda-Inseln. Zum Zeitpunkt des Erreichens der Bermuda-Inseln steht noch ein erheblicher Energieüberschuss zur Verfügung. Dies gibt Reserven um z. B. Wind und Manöververluste auszugleichen.

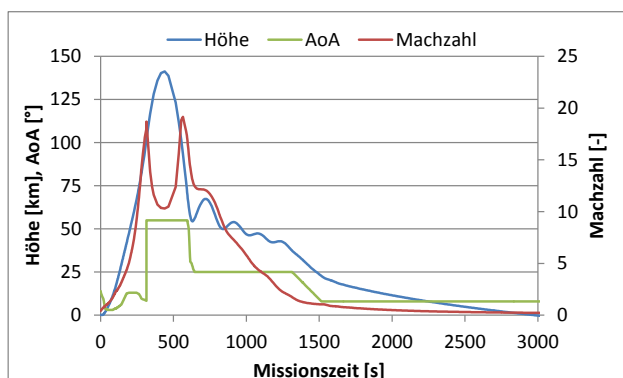


BILD 15. Verlauf von Höhe, Anstellwinkel, Machzahl

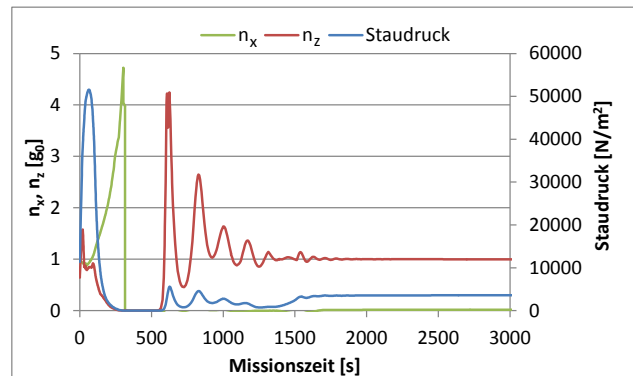


BILD 16. Verlauf von Staudruck und Lastfaktoren

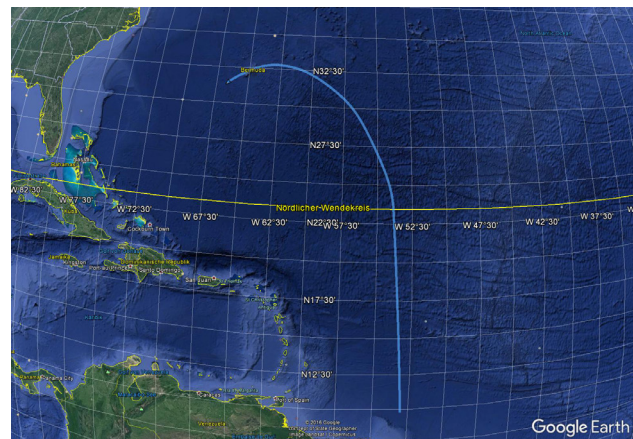


BILD 17. Bodenspur des Wiedereintritts mit Landeort Bermuda-Inseln; erstellt mit Google Earth

10.2. Äquatoriale Mission

Für die äquatoriale Mission sollen hier lediglich die Landeoptionen diskutiert werden. Dank der hohen Stufungsmachzahl und den hohen Gleitzahlen können für niedrige und mittlere Inklinationen eine Vielzahl von Landeorten erreicht werden, einschließlich weiter Teile der Afrikanischen Westküste. BILD 18 und BILD 19 zeigen zwei mögliche Optionen mit Ascension Island und den Kap Verdischen Inseln. Beide werden mit Energieüberschuss erreicht. Ascension Island war dabei bereits als Notlandeplatz für das Space Shuttle qualifiziert.

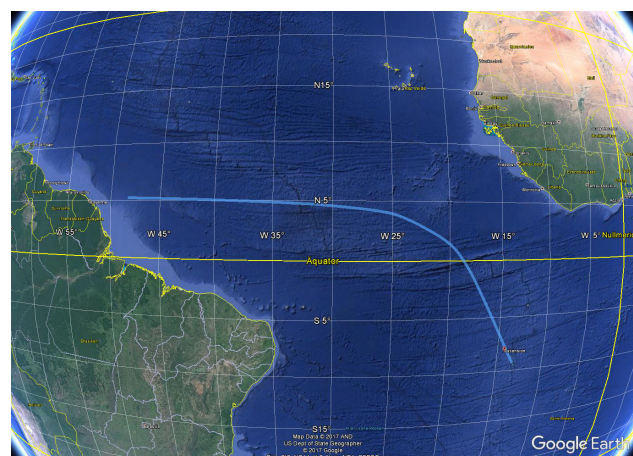


BILD 18. Bodenspur des Wiedereintritts mit Landeort Ascension Island; erstellt mit Google Earth

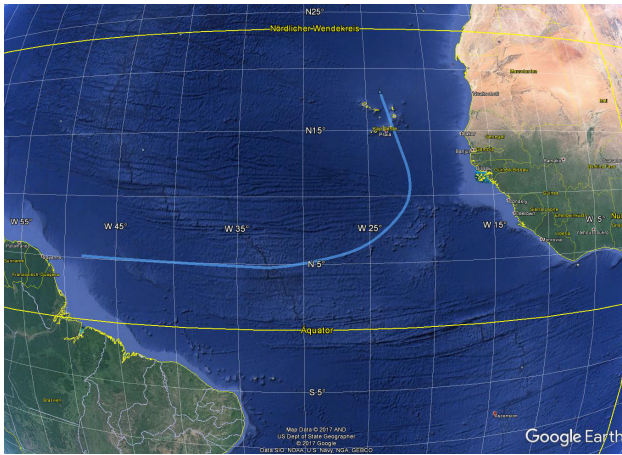


BILD 19. Bodenspur des Wiedereintritts mit Landeort Kap Verde; erstellt mit Google Earth

10.3. Rückflug und Überführungsflüge

Für Turbinen-getriebene Rückflüge von einem Landeort zum Startort, oder für Überführungsflüge, wird eine maximale Startmasse von 100 t angenommen. Bei einer Reisflugmachzahl von 0.8 wurde dazu die maximale theoretische Flugreichweite mit Hilfe der Breguet Gleichung zu 6600 km bestimmt. Unter Berücksichtigung von Zusatztreibstoff für Beschleunigung und Aufstieg, Manöver, Reservetreibstoff etc. ergibt sich bei konservativer Abschätzung eine praktisch realisierbare Reichweite von 4700 km. TAB 4 zeigt zum Vergleich die ungefähre Entfernung zwischen Kourou und verschiedenen potentiellen Landeorten. Längere Überführungsflüge, z. B. Kourou – Zentraleuropa etwa für Werftinstandsetzungen, könnten über Tank-Stops realisiert werden.

Strecke	Entfernung [km]
Ascension – Kourou	Ca. 4500
Kap Verde – Kourou	Ca. 3400
Azoren – Kourou	Ca. 4500
Bermudas – Kourou	Ca. 3300
Neuschottland – Kourou	Ca. 4600
Kennedy Space Center – Kourou	Ca. 4000
Freetown (Sierra Leone) – Kourou	Ca. 4400
Dakar (Senegal) – Kourou	Ca. 4100

TAB 4. Ungefähre Entfernung entlang der Orthodrome

11. BETRACHTUNG VON KOSTEN UND WIRTSCHAFTLICHKEIT

RLV-Konzepte müssen deutliche wirtschaftliche Vorteile gegenüber ELV Trägern aufweisen. Andernfalls sind die hohen Entwicklungskosten und -Risiken kaum zu rechtfertigen. Eine detaillierte Kostenschätzung konnte für Aurora-R2 bisher noch nicht erfolgen. Es soll jedoch hier versucht werden, zumindest auf qualitativer Basis wirtschaftliche Vorteile gegenüber konventionellen ELV und vielen anderen RLV-Konzepten aufzuzeigen.

11.1. Entwicklungskosten

Raumflugzeuge haben tendenziell höhere Entwicklungskosten als konventionellere Konzepte wie etwa ein Falcon 9 ähnlicher VTVL Ansatz. Andererseits kann Aurora gegenüber vielen anderen Konzepten relative Vorteile bei den Entwicklungskosten aufweisen, beispielsweise:

- Es werden existierende Triebwerke und Oberstufen verwendet; die Neuentwicklung von Triebwerken und Oberstufen ist daher nicht erforderlich; ebenso kann bei weiteren Bauteilen ggf. auf Luftfahrtkomponenten zurückgegriffen werden (Landefahrwerke, Klappenaktuatoren, etc.);
- Es müssen keine separierbaren Fairings, Interstages etc. einschließlich Pyrotechnik entwickelt werden;
- Eine Nurflügler-Konfiguration ist konstruktiv einfacher als eine konventionelle Flügel-Rumpf Konfiguration;
- Die funktionale Trennung von TPS, Primärstruktur und Kryotanks vereinfacht die Entwicklung der jeweiligen Komponenten und reduziert die Systemkomplexität;
- Kryogene Technologie wird nur für den Oxidator, nicht für den Brennstoff benötigt; kryogene Stufen (LH2) sind i. d. R. teurer in der Entwicklung als nicht-kryogene;
- Es sind umfangreichere Erprobungskampagnen möglich, da Subscale-Demonstratoren auch ohne Raketenantrieb z. B. Flugeigenschaften evaluieren können, und Dank Horizontalstart-Fähigkeit von vielen (z. B. militärischen) Flugfeldern aus operieren können.

11.2. Direkte Operationskosten

Bei den direkten Operationskosten werden besondere Vorteile im Vergleich zu anderen Konzepten gesehen:

- Minimierung der Kosten für Verlustgeräte; als Verlustgerät fällt lediglich die Oberstufe an, die aufgrund der hohen Separationsmachzahl sehr klein ausfallen kann; andere RLV-Konzepte mit vergleichsweise großer Oberstufe sowie Wegwerf-Fairing und Interstages müssten mit deutlich höheren Kosten für Verlustgeräten rechnen; allerdings darf nicht unerwähnt bleiben, dass mit steigender Separationsmachzahl der Wartungsaufwand steigen könnte, da etwa das TPS höheren Lasten ausgesetzt ist;
- Bodeninfrastruktur- und Operationskosten können dank „flugzeugähnlicher“ Operationen deutlich reduziert werden; es werden keine Launch-Pads, Schubabweiser, schwere Transportfahrzeuge etc. benötigt; es ist weder eine vertikale Integration noch ein Aufrichten von der Horizontalen in die Vertikale erforderlich; das Fahrzeug kann mit handelsüblichen Flugzeugschleppern innerhalb von Minuten vom Hangar zur Startposition oder wieder zurück bewegt werden;
- Rückführung und Verlegung können autonom und zügig erfolgen; es sind keine Schiffe (siehe SpaceX Drone Ship), andere Luftfahrzeuge oder sonstige Unterstützungskomponenten erforderlich;
- Kosten und Zeitaufwand für Wartung und Überholung können gegenüber anderen RLV-Konzepten deutlich niedriger ausfallen: es werden weitgehend metallische TPS verwendet, wenige große statt vieler kleiner Triebwerke, und

kryogene Technologie (Isolierungen etc.) wird auf ein Minimum reduziert.

11.3. Indirekte Kosten und Wirtschaftlichkeits-Faktoren

Zahlreiche weitere Faktoren können die Wirtschaftlichkeit im Vergleich zu ELV und/oder anderen RLV-Konzepten verbessern, so etwa:

- Die weitgehende Missionsabbruchfähigkeit mit sicherer Rückführung der Nutzlast kann zu einer Reduzierung von Versicherungskosten führen;
- Die Vermeidung von Abwurfkomponenten (Fairings, Interstages, Separationssysteme) kann die Wahrscheinlichkeit von Schäden bei Dritten am Boden reduzieren; dies könnte ebenfalls Versicherungskosten und die Anforderungen an Range-Safety reduzieren;
- Im Bereich Verfügbarkeit ist das Konzept vielen anderen Konzepten – RLV wie ELV – klar überlegen; bei Bedarf kann ein Fahrzeug theoretisch innerhalb von Stunden mit Nutzlast beladen, betankt und startbereit gemacht werden; auch sind die möglichen Startraten von vielen anderen Konzepten unerreichbar; so könnten theoretisch Fahrzeuge im Minutentakt hintereinander von der gleichen Startbahn abheben, ähnlich wie dies in der Verkehrsfliegerei üblich ist (obgleich es derzeit noch kein Markt gibt der derart hohe Startraten erfordern würde); bei konventionellem vertikalen Raketenstart ist das minimal mögliche Spacing zwischen zwei aufeinanderfolgenden Starts vom selben Launch-Pad sicher mindestens im Bereich von Tagen, wenn nicht sogar Wochen anzusetzen;
- Die Robustheit gegenüber Wind und Wetter ist ein besonderer Vorteil; so soll Aurora bei nahezu allen Wetterbedingungen operieren können; beispielsweise ermöglicht die Kombination aus geringer Flügelstreckung mit hoher Vorderkantenfeile und hoher Flächen-Belastung eine hohe Toleranz gegenüber Böen/Turbulenzen [40]; das metallische TPS wiederum ist unempfindlich gegenüber leichtem bis mäßigem Niederschlag, Staub etc., und kann ggf. auch Blitzschutz dienen;
- Auch gegenüber Beschädigungen weist Aurora eine hohe Robustheit auf; die Tanks mitsamt Isolierung und Versorgungsleitungen sind geschützt im Fahrzeuginneren; das metallische TPS kann als Schutz für die CFK-Primärstruktur dienen, und kann im Falle von Beschädigungen dank seiner Schmelzenthalpie möglicherweise einen sicheren Wiedereintritt des Fahrzeugs erlauben; die Primärstruktur des Fahrzeug wiederum weist dank redundanter Lastpfade eine Fail-Safe Architektur auf;
- Start- und Landeorte können flexibel gewählt werden, da das Rollwagen-System als luftverladbar vorgesehen ist; vor Ort muss neben einer Startbahn lediglich eine LOX- und RP-1 Versorgung zur Verfügung stehen; dabei können ggf. auch Operationsorte gewählt werden, die anderen Trägern wegen dauerhaft schlechtem Wetter

oder Range-Safety Beschränkungen nicht zur Verfügung stehen;

- Es können verschiedenste Typen von existierenden Oberstufen verwendet werden, der Kunde hat daher hohe Flexibilität bei der Auswahl einer Oberstufe.

11.4. Aufwuchspotential

Die hier vorgestellte Konfiguration ist ein mittelschwerer LEO-Transporter. Allerdings weist die Konfiguration ein hohes Potenzial an Skalierbarkeit auf, so dass die Ableitung von Konfigurationen verschiedener Größenordnungen einschließlich Mini-Launchern möglich ist. Auf diese Weise könnte eine ganze Familie von Trägern auf Basis einer gemeinsamen Architektur entwickelt werden.

Neben dem Nutzlasttransport sind auch alternative Missionen denkbar, wie etwa Hochatmosphären-Forschung oder Aufklärung. Besonders wichtig ist daneben auch die perspektivische Sichtweise. So ist auf Basis der Aurora Konfiguration durchaus ein einstufiges Fahrzeug denkbar. Damit könnte ein vollständig wiederverwendbares Fahrzeug ohne Verlustkomponenten geschaffen werden. Ein solches Fahrzeug wäre auch für die Ausführung von neuen Missionskonzepten geeignet, etwa In-Orbit-Servicing oder Rückführung von Astronauten. Ebenso könnte Fortschritte im Bereich der luftatmenden Antriebe vergleichsweise einfach umgesetzt werden. Sollte sich beispielsweise das REL SABRE-TW (siehe Ref. [41]) oder andere luftatmende TW-Technologien durchsetzen, so stünde mit Aurora ein Fahrzeug zur Verfügung von welchem vergleichsweise einfach luftatmende Konfigurationen abgeleitet werden könnten.

12. ZUSAMMENFASSUNG UND NÄCHSTE SCHRITTE

Der erste Systemvorentwurf für die Konfiguration Aurora-R2 wurde abgeschlossen. Dies umfasst Massenmodell, Aerodynamik und Aerothermodynamik, TPS- und Strukturauslegung, sowie Trajektorienimulationen. In den kommenden Schritten muss die Fahrzeugauslegung weiter detailliert werden. Dies umfasst insbesondere:

- Genauere aerodynamische und aerothermodynamische Analysen auf CFD-Basis,
- Auslegung des Treibstoffmanagement-Systems,
- Detaillierte thermostrukturelle Analysen der TPS/Struktur-Kombination,
- Genauere Untersuchungen zum Startfahrwerk,
- Simulation weiterer Missionsszenarien einschließlich Abbruchszenarien.

Neben der technischen Analyse ist besonders die tiefergehende Untersuchung von Business Case, Operationskonzept und der Wirtschaftlichkeit entscheidend. Kosten- und Wirtschaftlichkeitsbetrachtungen für Fahrzeuge und Operationskonzepte die es noch nicht gegeben hat, sind notwendigerweise mit hohen Unsicherheiten belastet. Dennoch ist es erforderlich zumindest Größenordnungen abschätzen und eingrenzen zu können. Hierfür sollen Kostenschätzungsmethoden aus der Raumfahrt mit solchen aus der Luftfahrt kombiniert werden.

13. LITERATUR

- [1] <http://spacenews.com/spacexs-reusable-falcon-9-what-are-the-real-cost-savings-for-customers/>
- [2] <http://spacenews.com/spacex-gaining-substantial-cost-savings-from-reused-falcon-9/>
- [3] Koelle, D. E.: Handbook of Cost Engineering and design of Space Transportation Systems, Rev. 4, TransCostSystems, 2013
- [4] Dumont, E.: Adapted Production and Operation Cost Model for European Launchers, DLR-SART TN-002/2014, DLR Bremen, 2014
- [5] Koelle, D. E., Janovsky, R.: Development and transportation costs of space launch systems, DGLR FAS 4.1, 2007
- [6] Kopp A. et al: Forschung an Systemen und Technologien für Wiederverwendbare Raumtransportsysteme im DLR-Projekt AKIRA, Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress, München, 2017
- [7] Spies, J., Kuczera, H.: The Sub-Orbital Hopper – one of FESTIP's Preferred Concepts, AIAA-99-4945, 9th International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, Norfolk, 1999
- [8] Sippel, M., Manfletti, C., Burkhardt, H.: Long-term/strategic scenario for reusable booster stages, Acta Astronautica 58, 2006
- [9] Kopp, A., Mattsson, D., Olofsson, K., Kurth, G., Mooij, E., Roorda, E.: The Aurora Space Launcher Concept, Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress, Braunschweig, 2016
- [10] Lütjens, K. H., Lau, A., Pfeiffer, T., Loth, S., Gollnick, V.: Airport2030 – Lösungen für den effizienten Lufttransport der Zukunft, Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress, Berlin, 2012
- [11] <http://www.mbpotech.de/index.html>
- [12] <http://www.aircraft.airbus.com/innovation/future-by-airbus/smarter-skies/aircraft-take-off-in-continuous-eco-climb/>
- [13] Leitenberger, B.: Raketenlexikon Band 2: Internationale Trägerraketen, Edition Raumfahrt, Books on Demand GmbH, Norderstedt, 2009
- [14] Spies, J.: SOSS-R-HTHL Concepts FSSC-15oae & FSSC-15soh, Once-Around-Earth Vehicle and Sub-orbital Hopper, FESTIP Bericht SS-26, 1999
- [15] Candel, S.: Concorde and the Future of Supersonic Transport, Journal of Propulsion and Power, Vol. 20, No. 1, 2004
- [16] <http://engine.space/dejatelnost/engines/rd-191/>
- [17] Chvanov, W., Levochkin, P., Semenov, V., Sudakov, V.: Creation of LPRE Family for Advanced Russian and Foreign Launch-Vehicles on the Base of RD-191 Engine, IAC-15-C4.1.2x2790, 2015
- [18] <http://www.russianspaceweb.com/rd193.html>
- [19] http://www.pw.utc.com/Content/Press_Kits/pdf/me_f135_ctol_pCard.pdf
- [20] Roskam, J.: Airplane Design Part II: Preliminary Configuration Design and Integration of the Propulsion System, Roskam Aviation and Engineering Cooperation, Ottawa (Kansas), 1989
- [21] Anderson, J. D.: Hypersonic and High-Temperature Gas Dynamics Second Edition, AIAA Education Series, 2006
- [22] Thompson, R. A.: Review of X-33 Hypersonic Aerodynamic and Aerothermodynamic Development, ICAS 2000 Congress, 2000
- [23] Myers, D. E., Martin, C. J., Blosser, M. L.: Parametric Weight Comparison of Advanced Metallic, Ceramic Tile, and Ceramic Blanket Thermal Protection Systems, NASA/TM-2000-210289, 2000
- [24] Blosser, M. L.: Development of Metallic Thermal Protection Systems for the Reusable Launch Vehicle, NASA/TM-110296, 1996
- [25] Fischer, W. P. P.: β -Ti-Alloy Thermal Protection System for Re-entry Vehicles, 38th International Conference on Environmental Systems, San Francisco, 2008
- [26] Sudmeijer, K. J., Ambaum, M. H. A., Thierfelder, W.: Development of an ODS sandwich structure for the stiffened load carrying skin of the rudder of a reusable launcher, 2nd International Symposium on Atmospheric Reentry Vehicles and Systems, Arcachon, 2001
- [27] Kopp, A., Mattsson, D., Olofsson, K., Kurth, G., Mooij, E., Roorda, E.: Novel Hypersonic Launcher Concept using Thin-Ply CFRP Composites, European Conference on Spacecraft Structures, Materials, and Environmental Testing, Toulouse, 2016
- [28] Koch, A.: META CE Workshop: Technical Note, DLR Bremen, 2014
- [29] Raymer, D. P.: Aircraft Design: A Conceptual Approach, Fourth Edition, AIAA Education Series, Reston, 2006
- [30] Dragone, T.: Structural Innovations in Design, Manufacturing, and Testing on the X-34 Reusable Launch Vehicle, AIAA-2000-5309, AIAA Space 2000 Conference & Exposition, Long Beach, 2000
- [31] Paez, C. A.: The Development of the X-37 Re-Entry Vehicle, AIAA-2004-4186, 40th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, Fort Lauderdale, 2004
- [32] Jackson, J. R., Vickers, J., Fikes, J.: Composite Cryotank Technologies and Development 2.4 and 5.5M out of Autoclave Tank Test Results, Composites and Advanced Materials Expo (CAMX), Dallas, 2015
- [33] Mouritz, A. P.: Introduction to Aerospace Materials, Woodhead Publishing, Cambridge, 2012
- [34] Olofsson, K.: Thin-ply Micrometer Material Technology, 27th SICOMP Conference, Linköping, 2016
- [35] NASA: Game Changing Development Program, Thin-Ply Composites for Space Exploration Applications, Request for Information, NNH15ZOA007L, 2015
- [36] N. N.: Travelling light, Aerospace Manufacturing, Ausgabe Februar 2012
- [37] <http://www.compositesworld.com/articles/spread-tow-technology-takes-off->
- [38] Gamgami, F., Sippel, M., Dumont, E.: Statistical Analysis and Classification of Rocket Motor Efficiency, Thrust to Mass Ratio and Structural Index, DLR-SART TN-007/2009, DLR Bremen, 2009
- [39] https://en.wikipedia.org/wiki/Comparison_of_orbital_rocket_engines
- [40] Whitford, R.: Design for Air Combat, Jane's Publishing Inc., New York, 1987
- [41] <https://www.reactionengines.co.uk/sabre-engine/>